

効率的な大域探索法に基づく主翼上面ボルテックスジェネレータ最適配置

小堀 孝和^{*1}, 加藤 裕之^{*2}, 中北 和之^{*3}, 金崎 雅博^{*4}

Optimum layout of vortex generators for upper surface of wing using efficient global optimization

Norikazu KOZAKAI^{*1}, Hiroyuki KATO^{*2},Kazuyuki NAKAKITA^{*3} and Masahiro KANAZAKI^{*4}^{*1,*4} Tokyo Metropolitan University

6-6 Asahigaoka, Hino-shi, Tokyo, 191-0065 Japan

^{*2,*3} Japan Aerospace Exploration Agency

7-44-1 Jindaiji-Higashi Chofu-shi, Tokyo, 182-8522 Japan

Received 30 March 2015

Abstract

The “buffet” which is the shock wave vibration on the wing at transonic speed has influence to the aerodynamic performance of the civil transport. It is significant because the wing cannot maintain its aerodynamic performance and it is also led to the stall. Therefore, several researches on the suppression of the buffet are carried out. A Vortex Generator (VG) is one of the way which can improve to the transonic buffet. It is simple device and widely applied to the commercial airplane. Conventionally, VGs are installed along the wing span. However, they increase the friction and the instruction drag. Thus, the number of VGs should not be beyond the minimum necessary. Another problem is that it is still expensive for the computational fluid dynamics to simulate the small size vortex accurately. Therefore, the optimization procedure of the VGs installation is developed with directly combining the wind tunnel evaluation result. To reduce the number of experimentations, the surrogate model based GA exploration is employed. The design objective is to maintain the linearity of the variation lift with changing angle of attack (lift curve), because the stall is appeared if the curvature of the lift curves become smaller. Eight initial designs are evaluated and five design samples are acquired. As this result, optimum samples can be explored with reducing the number of the experiment. Several samples successfully prevent the stall without increasing the drag. In addition, the design knowledge can be obtained regarding the optimum VG's layout by visualization.

Key words : Transonic Wing , Buffet, Vortex Genrator, Efficient Optimum Design, Genetic Algorithm, Kriging Model

1. 緒 言

旅客機の巡航マッハ数は 0.8（音の速度の 80%）程度であるが、主翼上面の加速により局所的に音の速度を超える箇所が見られることがある。こうした箇所では衝撃波と呼ばれる不連続波面が見られ、その背後の境界層では圧力の上昇が伴う（逆圧力勾配）。こうした遷音速域において見られる局所的な衝撃波（局所衝撃波）による後流での境界層内での逆圧力勾配によって流れが翼面上から剥離しやすくなり、迎角の増加にともなって失速をま

No.xx-xxxx [DOI: 10.1299/transjsme.2014xxx000x]

^{*1} 首都大学東京大学院システムデザイン研究科航空宇宙システム工学域（〒191-0065 東京都日野市旭が丘 6-6）^{*2} 正員，宇宙航空研究開発機構航空本部（〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1）^{*3} 宇宙航空研究開発機構航空本部^{*4} 正員，首都大学東京大学院システムデザイン研究科航空宇宙システム工学域

E-mail of corresponding author: kana@sd.tmu.ac.jp

論文 No.15-00188 [DOI:10.1299/transjsme.15-00188]

© 2014 The Japan Society of Mechanical Engineers

ねく．こうした現象は衝撃波失速と呼ばれ，機体には主翼の一部が揚力を失う事による機首揚げの力が発生するとともに，衝撃波が振動するバフエット(Pearcey, 1961)と呼ばれる現象を伴う．局所衝撃波後流での流れの剥離は主流に対する翼の相対角度（迎角）が大きくなるほど起こりやすいため，迎角の増大に伴ってバフエットが発生しやすくなる．バフエットの抑制は航空機の安定性・制御性の観点からも重要な技術課題である．

バフエットの抑制に有効であると考えられている空力デバイスにボルテックスジェネレータ(Vortex Generator : VG)(Kusunose and Yu, 2003)がある．VG は図 1 に示されるように航空機の主翼上面に取り付けられる小さな矩形平板などを翌面に対して垂直に設置した突起物であり，主流後方に小さな渦を発生させる．この渦は主翼後方に伸びて，流れの剥離や衝撃波の振動を抑制する効果がある．

VG は簡易な能動的デバイスであるものの，顕著なバフエット低減効果が見られるため，実機にも用いられている．そのため，バフエット抑制を目的とした VG 配置についての研究が次世代航空機の開発に向けて行われており，主翼に貼る VG の数が多いほど効果が高いことなどがわかっている(Koike, et al., 2013) (Koike, et al., 2015)．一方で，バフエットが起きない条件時では VG は単なる抵抗体であり，空気抵抗を増加させる．そのため抵抗の増加を最小限に留めつつ，効率的にバフエットを抑制する VG の配置を求めることが必要である．

近年では，航空機の空力設計においても数値計算が活用されるようになったが，VG が発生させる小さな渦を数値解析手法によって正確に得ることは困難である．このように実験の方が正確で，効率が良い現象を対象とした設計問題について，最適設計法により実験を支援する方法(Kanazaki, et al., 2008) (Kanazaki, et al., 2014)が提案されている．そこで，本研究では遷音速風洞試験によってバフエットを抑制するために主翼に配置する VG の最適な配置を検討する実験の効率化を支援する手法を検討し，実際に配置最適化を試みることを目的とする．さらに，少ない実験工数から設計知識を抽出する適切な方法を検討し，実機開発に向けた知見の獲得を行う．

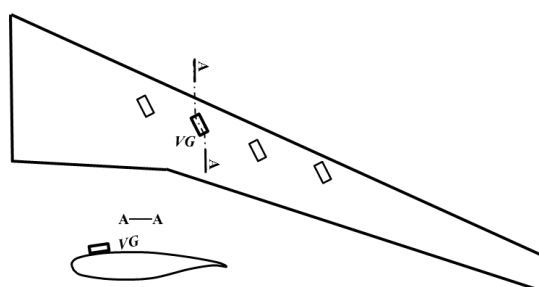


Fig. 1 Schematic illustration of vortex generators' installations to the main wing

2. VG 配置検討のための風洞試験

2・1 風洞概要

本研究では JAXA2m×2m 遷音速風洞(JAXA 2m×2m Transonic Wind Tunnel : JTWT)を用いた風洞試験によって最適化のために空力データを取得した．JTWT は連続循環式の風洞であり，測定部寸法は 2m×2m，マッハ数は 0.1~1.4 までの亜音速から超音速，風洞総圧は 50kPa~150kPa までの設定することができる(Ueno, et al. 2013)．

2・2 検討に用いる旅客機の模型について

風洞試験に用いる機体として NASA によって公開されている NASA Common Research Model(以下，NASA CRM)(Vassberg, 2008)の 80%スケール模型を用いる．NASA CRM は旅客機形状の模型であり，主翼・胴体・水平尾翼からなる．図 2 には試験に使用した模型(Ueno, et al. 2013)の概略図を示し，図 3 には試験時の模型が設置された様子の図を示す．設計マッハ数とレイノルズ数はそれぞれ 0.85， 4.0×10^7 である．

2・3 設置するボルテックスジェネレータ

本研究では高さ(h_v)0.8mm (VG を貼り付ける位置の境界層厚さ程度), 長さ(L_v)3.2mm, 厚さ 0.1mm とした勾形平板で作られたステンレス製の VG を用いる. 図 4 に VG のパラメータと, 翼面への取り付け概要図を示す. VG は翼弦長の 20%($0.2c$)位置(x_v)に, 主流方向に対する角度(α_v) 20° を持たせて貼付する.

高い動圧を受ける高速風洞内で, 小さな VG を正確に翼に貼り付けることがひとつの課題となる. 高い動圧に対して十分な粘着力を得るため, 粘着力が 22.5N/mm^2 である専用瞬間接着剤(Ueno, et al. 2013)(Koike, et al., 2015)を用いた. この接着剤は本試験における動圧下において十分な粘着力を示すが, 湯によって簡単に外れるため, VG の正確な貼付と容易な取り外しを実現できる. 最適位置の探索における VG の貼付範囲は, 図 4 に示す通り, 翼平面におけるキंक付近, 基軸から 186mm の位置から 586mm の 400mm の区間とする.

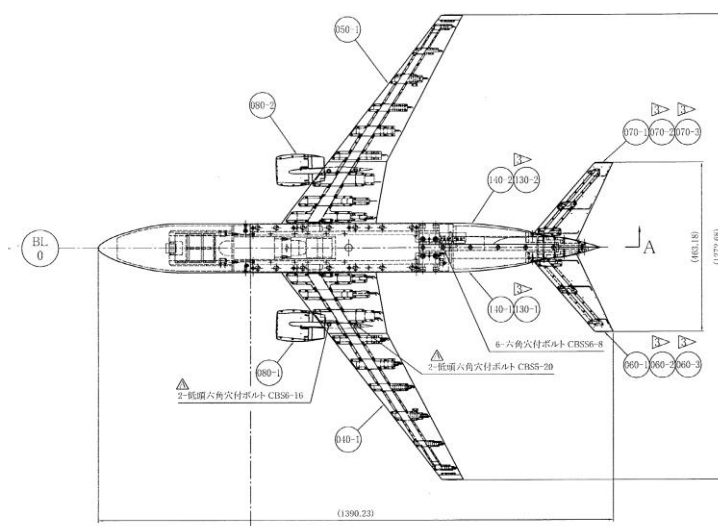


Fig. 2 Experimental model (NASA CRM) (Ueno, et al. 2013)



Fig. 3 Experimental model installed in JTWT

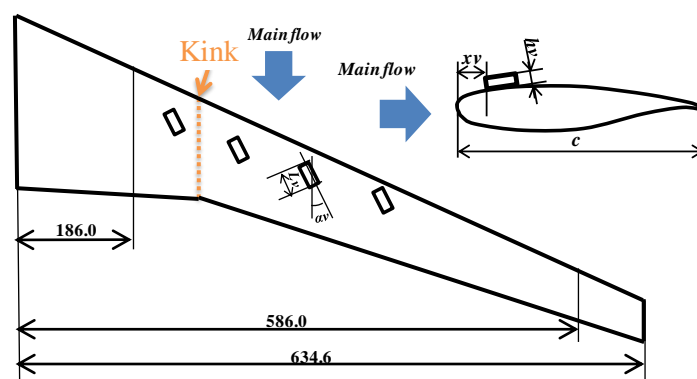


Fig. 4 Parameters for VGs and the design range

3. 最適配置の探索手法

本研究における設計探索では、近似モデルとして Kriging モデルとその予測誤差から求められる Expected Improvement(EI)値に基づく追加サンプルを遺伝的アルゴリズムにより求める手法(Holland, 1975)(Kanazaki and Jeong 2007)(Kanazaki, et al. 2008)(Kanazaki, et al. 2013)を採用する. この Kriging モデルに基づく手法を Efficient Global Optimization (EGO) という. 図 5 に EGO のプロセスを用いた手法の詳細を示し, 以下に EGO を構成する各手法について記す.

3・1 Kriging モデル

本研究では解空間の把握に近似手法を導入する. 大域的探索には遺伝的アルゴリズム(Genetic Algorithm : GA)などが向いているが, 計算回数が多い. そこで, いくつかのサンプル設計から構築した Kriging モデル (Donald, et al., 1998)(Kanazaki, et al. 2008)(Kanazaki, et al. 2013)により設計変数に対する目的関数 (4.2 節で定義するバフェットが起こる迎角) の解空間近似モデルを求め, その近似解を用いた設計探索を行うことで効率化を図る. Kriging 法は解と設計変数空間の相関を考慮した近似手法で, 多峰性のある問題についても高い精度で設計空間の解の変化を予測できることが知られている. Kriging モデルによる任意の設計点 i での近似解 $\hat{y}(x_i)$ は式(1)で与えられる.

$$\hat{y}(x_i) = \mu + \epsilon(x_i) \quad (i = 1, 2, \dots, m) \quad (1)$$

ここで, m は設計変数の数, μ は解空間全体の平均値, $\epsilon(x_i)$ は μ からの偏差である.

3・2 Expected Improvement (EI)値

Kriging 法による近似解はサンプル点数を増やすことによって精度が向上するが, 全ての設計因子に対応すべく多くのサンプリングを行うことは実用的ではない. そこで Kriging モデル予測値の最適性と予測誤差の影響を同時に評価する EI 値に基づき, 解の最適値近傍で近似解の誤差が大きい点に再度サンプル点を追加する手法(Donald, et al., 1998) (Kanazaki, et al. 2008)(Kanazaki, et al. 2013)を用いる. EI 値の最大化を行うことで目的関数の最適値近傍で誤差が残るところを中心に探索することが出来る. 目的関数の最大化を図りたい場合, EI 値は近似関数 $\hat{y}(x_i)$ に対して式(2)のように書ける.

$$E[I(x)] = (f_{\max} - \hat{y}) \Phi \left(\frac{f_{\max} - \hat{y}}{s} \right) + s \phi \left(\frac{f_{\max} - \hat{y}}{s} \right) \quad (2)$$

ここで, s^2 は最小 2 乗誤差, Φ は標準正規分布関数, ϕ は確率密度関数である. また, f_{\max} は Kriging モデルを作成する際に取得したサンプル点群の最大評価値である.

3・3 遺伝的アルゴリズム

本研究では、式(2)に示される EI 値の最大点を遺伝的アルゴリズム(Genetic Algorithm: GA)を用いて求める。GA は生物の遺伝のメカニズムを模倣した最適化アルゴリズムであり J. Holland により提案された(Holland, 1975)。目的関数に対して最適値を与えるような解の探索が可能である。生物の進化過程は、ある世代を形成している個体の場合、個体群の中から環境適応度の高い個体が高い確率で生き残るように選択される。そして選択された個体の間で交叉や突然変異を行うことによって、次の世代の個体群が選択される。

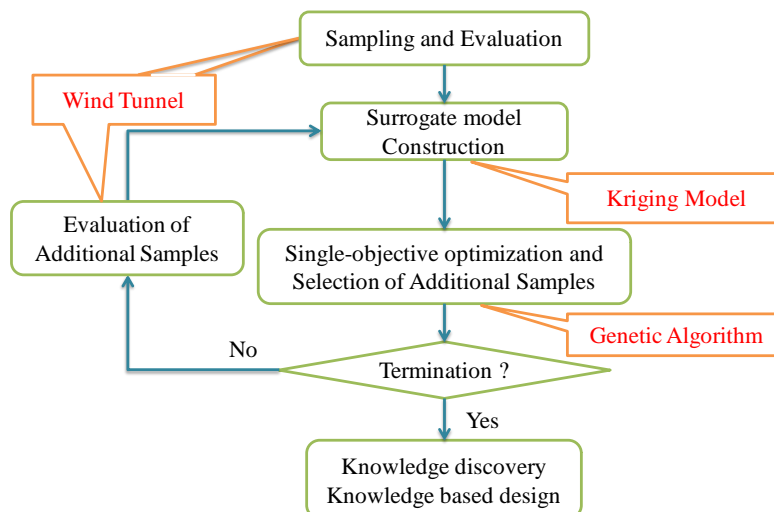


Fig. 5 Flowchart of the design exploration based on EGO with the wind tunnel test

4. 問題設定

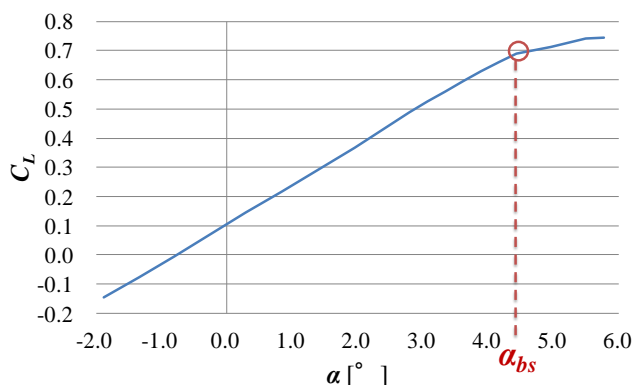
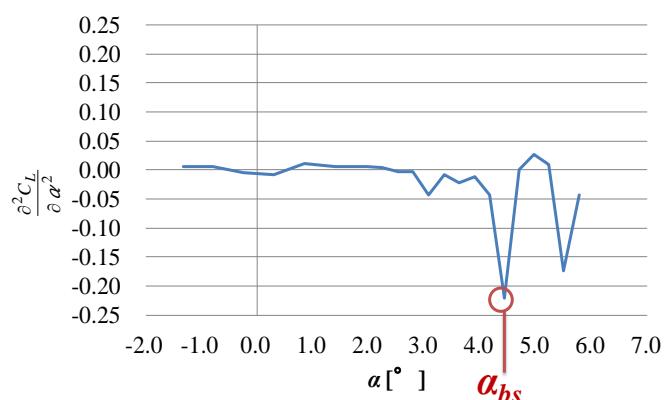
4・1 最適化対象

本研究では風洞試験を用いて最適な VG の配置位置の組み合わせを探索する。VG を翼幅方向のみ動かすこととし、翼弦長方向（機体軸方向）の貼り付け位置と取り付け角は固定とした。飛行マッハ数は 0.85 とする。

4・2 設計変数及び、目的関数

本設計での設計変数である VG の配置位置は、機体軸から翼端に向けた翼前縁からコード長 10% の位置（図 4 において、 $x_v=0.1c$ ）における平行な方向の距離(mm)で定義することとする。設置する VG の個数を 12 とし、いずれの VG においても翼幅方向 0.0mm（図 4 の翼根から 186.0mm の点）から 400.0mm（図 4 の翼根から 586.0mm の点）までの区間とする。12 個の VG の設置位置を $dv1 \sim dv12$ とし、VG は全て同じ形状であることから、 $dv1$ を最も基準位置に近い VG 位置、 $dv12$ を最も遠い位置として表すものとする。また、値が実質的に同等程度に近い 2 つの VG をまとめて 1 つの VG のみ貼る設計であると定義するため、必要な箇所にのみ VG を貼るための探索を行い、VG の貼付総数は必ずしも 12 とはならないこととした。このように貼付位置のほかに、実質的に必要な VG 枚数も考慮した設計を考えることが出来る。本研究において VG を最小設置間隔 8mm で接着できる治具を用いたことから、最適化の結果から得られた VG 同士の配置間隔に 8mm よりも小さい解となった場合は、それらの VG 設置位置をまとめ、配置座標値の平均に近い配置可能位置に 1 枚 VG が設置されることとした。なお、本研究では、設計変数の範囲及び、設置する VG 数以外の制約条件は設けない。

流れにおかれた物体が受ける揚力を、主流の動圧と物体の代表面積で除した値を揚力係数 C_L と呼ぶ。 C_L は一般に主流に対する角度（迎え角） α が大きくなると増加するが、その増加率 $\partial C_L / \partial \alpha$ のことを揚力傾斜と呼ぶ。揚力傾斜 $\partial C_L / \partial \alpha$ がバフエットにより小さくなる迎角をバフエット開始迎角 α_{bs} （図 6）とすると、VG が効果的に貼付されれば α_{bs} が大きくなることから、本研究においては、 α_{bs} の最大化を目的関数とする。本研究においては、図 7 に示すように、 $\partial^2 C_L / \partial \alpha^2$ が -0.09 を下回る最初の迎角 α が α_{bs} であることが実験的に理解されていることから (Koike, et al., 2013) (Koike, et al., 2015)、 $\partial^2 C_L / \partial \alpha^2$ を評価することで α_{bs} を求めた。

Fig. 6 α - C_L by the wind tunnel test.Fig. 7 α_{bs} obtained from α - $\partial^2 C_L / \partial \alpha^2$ curve.

5. 探索結果および考察

5・1 追加サンプリングの結果

本研究では VG が付いた主翼のパフェットに対する性能について初期サンプルを 7 つ取得し、VG が無い形態 (Clean 形態) 1 つも加えた計 8 つのサンプルを初期サンプル群とする。初期サンプル群を元に EGO によって追加サンプリング (Additional Sampling : AS) を行い、As-001 – As-005 の 5 つを取得した。追加サンプルと VG 無し形態の目的関数 α_{bs} の値を図 8 に示す。すべての追加サンプルが Clean 形態の α_{bs} を上回っており、As-004 と As-005 は Clean 形態に比べて α_{bs} が約 1.6 増加した。

図 9 に CRM 巡航条件での抗力係数 C_D を示す。抗力係数は揚力係数における揚力を抗力に置き換えたときの無次元量である。これらは全ての $C_L=0.5$ 時の C_D を算出したものである。As-001, As-002 に関しては Clean 形態の C_L より悪化しているが、追加サンプルの中では小さい値を取った。 α_{bs} 値が良好だった As-004, As-005 に関して C_D 値は概ね悪化しており、 α_{bs} と C_D はトレードオフの関係にあると言える。図 10 に追加サンプル群の中で α_{bs} が最も大きかった VG の配置を示す。

5・2 VG 貼付場所の選択頻度

図 11 には最適化の過程で、VG を貼付することが提示された位置ごとの頻度をヒストグラムに表したものを示す。ヒストグラム作成のために VG を貼付することができる範囲 0.0mm~400.0mm を 10 区間に区切り、追加サンプルが VG を設置していた区間を全サンプル分まとめた。まず、0.0mm~40.0mm 区間は非常に大きな値を取っていることがわかるので 0.0mm~40.0mm 区間の中に VG を配置することは重要であると考えられる。また、121mm~160mm 区間から 241mm~280mm 区間にかけても大きな値を取っているので、121mm~280mm にかけて VG を配置することも重要である。121mm~160mm, 161mm~200mm, 201mm~240mm, 241mm~280mm にかけての区間では概ね Kink 部付近に相当するが、文献(Koike, et al., 2015)でのオイルフローによる可視化 (図 13) から、King 付近でパフェットによる剥離が起こりやすい区間があることがわかっている。(パフェットによる剥離などを概説した図を図 13(b)に示す。) 本研究での VG 最適配置探索による結果も、剥離の起こりやすい箇所が VG 配置位置として選択される頻度が高く、可視化による知見とも整合する。

5・3 最適化対象

図 12 に機体迎角に対する頭下げモーメント C_M のプロットを示す。パフェットが起こると、機体での回転力が大きくなり、 C_M が増加に転ずる。図 12 において Clean 形態は 3° を過ぎたあたりから急激に線が折れ曲がるよう

に C_M が上昇しているが, VG を貼り付けた形態はいずれも Clean 形態に比べて C_M の変化が緩やかである. As-001 と比べて最適化計算が進むほど C_M の変化が高迎角側にシフトしていることがわかる. As-001, As-002 に見られた迎角 $4.0^\circ \sim 6.0^\circ$ 付近における急激な C_M 値の上昇は As-004, As-005 では同じ迎角では見られないことから, 追加サンプルによる VG のバフエット抑制効果を確認することが出来た.

5・4 風洞試験の効率化

本研究の検討においては, VG を設置可能な座標を 8mm 間隔で 50 箇所設定した. この 50 箇所に最小で 1 枚, 最大で 12 枚の VG を貼ると考える時, 全部で 1721 億 8612 万 5455 通りの組み合わせがあり得るが, 遷音速風洞試験において, VG の貼付位置を変更しつつ 1000 億回以上の試験を行うことは現実的ではない. 一方で, EGO により計画支援された本試験では, 初期サンプル 7 通りと追加サンプル 5 通りの計 12 通りの試験で高い性能を持つ VG 配置を探索することができた. 最適性を指向したサンプリングであることから, ばらつきはあるものの, 度数分布表中全ての区間において設計変数が提示されているため, 大域的な探索が行われている. したがって, 遷音速域の風洞試験における EGO による試験の効率化は有用であると言える.

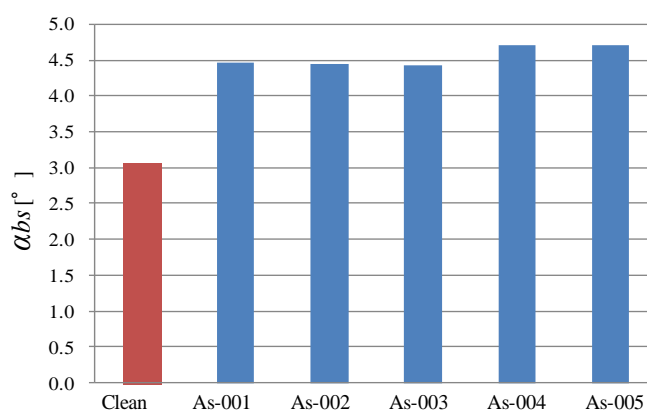


Fig. 8 Comparison of the α_{bs} among additional samples and “Clean configuration”

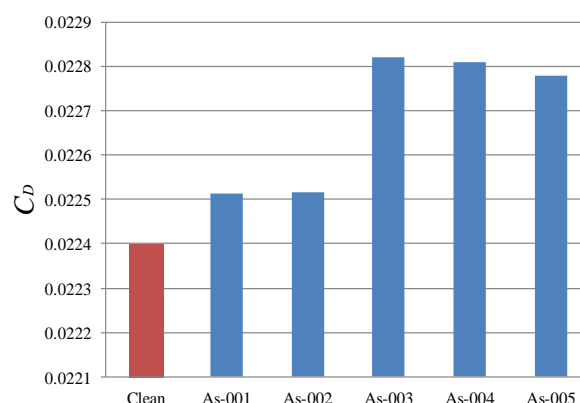


Fig. 9 Comparison of the C_D among additional samples and “Clean configuration”

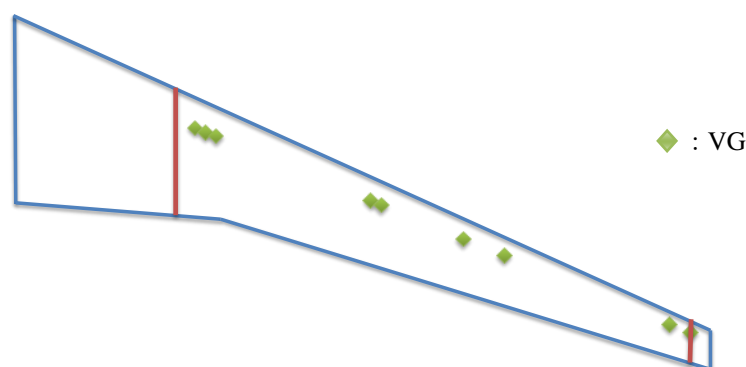


Fig. 10 VGs locations which archives the highest α_{bs}

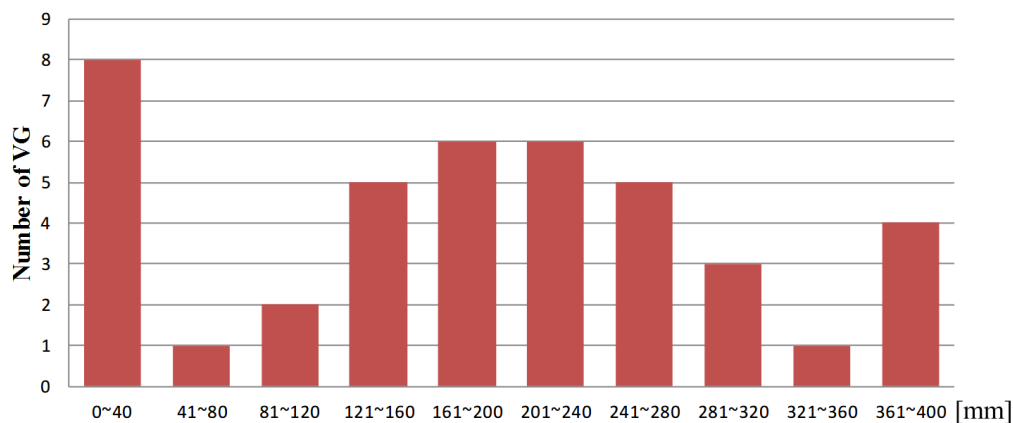


Fig. 11 Frequency distributions of selected design variables through the additional sampling process

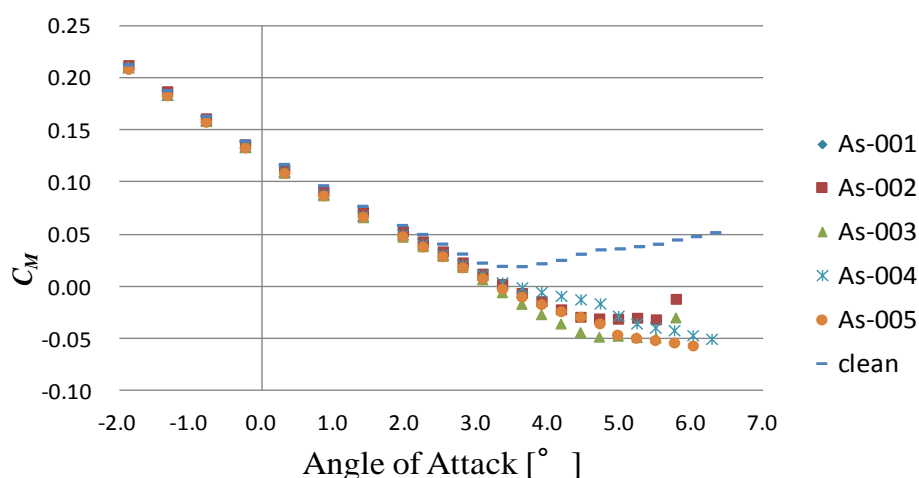


Fig. 12 Comparison of the pitching moment among additional samples and “Clean configuration”

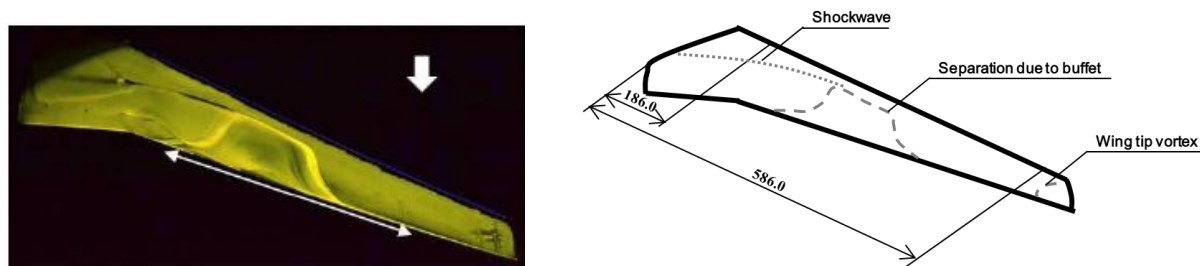


Fig. 13 Visualization of surface flow for the wing without VG. (a)Experimental result by oil flow (Koike, et al., 2015) and (b) Explanatory illustration of oil flow

6. 結 言

本研究では風洞試験で VG の主翼への配置を最適化した。最適化計算によって風洞試験の効率化が図られた。主翼に貼る VG 枚数は片翼につき上限 12 枚とし、迎角に対する揚力係数の 2 階微分が決められた値を下回るときの迎角をバフエット開始点と定義した。その迎角の最大化を目的関数と定めて最適化を実行した。最適化ルールにより得られた VG 配置はいずれも VG が無い形態より目的関数が向上し、バフエットが抑制されていることを確認した。高速風洞実験は実験装置の都合などから実験工数が限られるが、追加サンプルの VG 配置を適切な

分割数に寄るヒストグラムで可視化することで、少ない実験工数から設計知識を獲得することを試みた。VGはキंक付近に設置することが最も効果的であることなどが分かった。

謝 辞

本論文を執筆するにあたり、風洞試験が円滑に進められるよう準備運営を行ってくださった JAXA 航空本部風洞技術開発センター遷音速風洞セクション及び実機空力セクションの方々にも謝意を表します。

References

- Deb, K., A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II, IEEE Transactions on Evolutionary Computation, no. 2 (2002), pp. 182-197.
- Dev, R., Alex, H. and Ilan, K., A Multifidelity gradient-free optimization method and application to aerodynamic design, 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (2008), AIAA Paper 2008-6020.
- Donald, R. J., Matthias, S. and William, J. W., Efficient global optimization of expensive black-box function, Journal of global Optimization, Vol. 13 (1998), pp. 455-492.
- Holland, H., J., Adaption in Natural and Artificial Systems, University of Michigan Press Ann Arbor 1975.
- Jeong, S., Murayama, M. and Yamamoto, K., Efficient optimization design method using Kriging model, Journal of Aircraft, Vol. 42, No. 2 (2005), pp.413-420.
- Kanazaki, M. and Jeong, S., High-lift airfoil design using Kriging based MOGA and data mining., KSASS International Journal, Vol.8, No.2 (2007), pp. 28-36.
- Kanazaki, M., Yokokawa, Y., Murayama, M., Ito, T., Jeong, S. and Yamamoto, K., Nacelle chine installation sased on wind tunnel test using efficient design exploration, Transaction of Japan Society and Space Science, Vol.51, No. 173 (2008), pp. 146-150.
- Kanazaki, M., Matsuno, T., Maeda, K. and Kawazoe, Wind tunnel evaluation based optimization for improvement of flow control by plasma actuator using Kriging model-based genetic algorithm, The annual IEEE Congress on Evolutionary Computation (2013), [CDROM].
- Koike, S., Sato, M., Kanda, H., Nakajima, T., Nakakita, K., Kusunose, K., Murayama, M., Ito, Y. and Yamamoto, K., Experiment of vortex generators on NASA SC(2)-0518 two dimensional wing for buffet reduction, APISAT, 2013 (2013), [CDROM].
- Koike, S., Nakakita, K., Nakajima, T., Koga, S., Sato, M., Kanda, H., Kusunose, K., Murayama, M., Ito Y. and Yamamoto, K., Experimental investigation of vortex generator effect on two- and three-dimensional NASA common research models, 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting (2015), AIAA 2015-1238.
- Kusunose, K. and Yu, N. J., Vortex generator installation frag on an airplane near its cruise condition, Journal of Aircraft, Vol. 40, No. 6, (2003), pp. 1145-1151,
- Ueno, M., Kohzai, T., Koga, S., Kato, H., Nakakita, K. and Sudani, N., 80 % NASA common research model wind tunnel test of JAXA at relativity low Reynolds number, 51th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 07-10 (2013).
- Vassberg, J., Dehaan, M., Rivers, M. and Wahls, R., Development of a common research model for applied CFD validation studies, 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference (2008), AIAA 2008-6919.